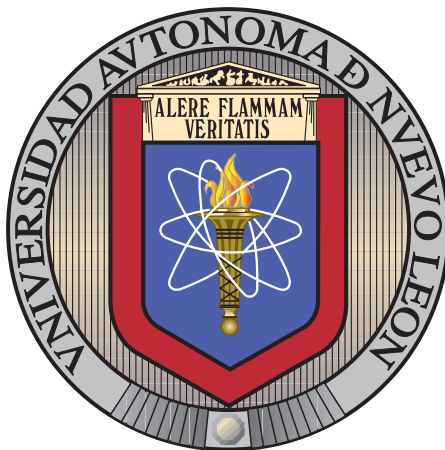


UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN

FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA



TESIS

IDENTIFICACIÓN DE PARÁMETROS PARA DISEÑO  
DE CONTROLADORES TOLERANTES A FALLAS  
EN VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS TIPO  
MULTIRROTOR

POR

DIEGO RIVERA RAMÍREZ

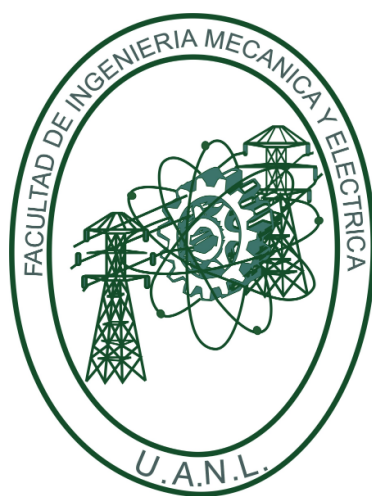
COMO REQUISITO PARCIAL PARA OBTENER EL GRADO DE  
MAESTRÍA EN INGENIERÍA AERONÁUTICA  
CON ORIENTACIÓN EN DINÁMICA DE VUELO

MARZO 2018

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN

FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA

SUBDIRECCIÓN DE ESTUDIOS DE POSGRADO



TESIS

IDENTIFICACIÓN DE PARÁMETROS PARA DISEÑO  
DE CONTROLADORES TOLERANTES A FALLAS  
EN VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS TIPO  
MULTIRROTOR

POR

DIEGO RIVERA RAMÍREZ

COMO REQUISITO PARCIAL PARA OBTENER EL GRADO DE

MAESTRÍA EN INGENIERÍA AERONÁUTICA

CON ORIENTACIÓN EN DINÁMICA DE VUELO

MARZO 2018

**Universidad Autónoma de Nuevo León**  
**Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica**  
**Subdirección de Estudios de Posgrado**

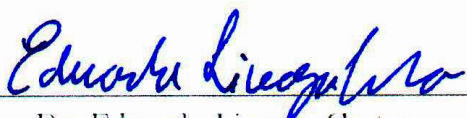
Los miembros del Comité de Tesis recomendamos que la Tesis «Identificación de Parámetros para Diseño de Controladores Tolerantes a Fallas en Vehículos Aéreos no Tripulados tipo Multirrotor», realizada por el alumno Diego Rivera Ramírez, con número de matrícula 1493717, sea aceptada para su defensa como requisito parcial para obtener el grado de Maestría en Ingeniería Aeronáutica con orientación en Dinámica de Vuelo.

El Comité de Tesis




Dr. Luis Antonio Amézquita Brooks

Director



Dr. Eduardo Liceaga Castro

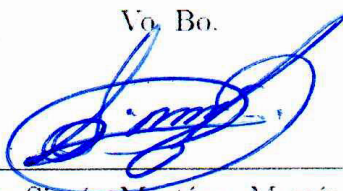
Co-director



Dra. Diana Hernández Alcántara

Co-director

Vc. Bo.



Dr. Simón Martínez Martínez

Subdirección de Estudios de Posgrado



San Nicolás de los Garza, Nuevo León, marzo 2018

*A mis padres, Julio Cesar Rivera Sánchez y Adalia Ramírez Ramírez, y a mi  
hermano, Sebastián Rivera Ramírez.*

# ÍNDICE GENERAL

---

<b>Agradecimientos</b>	<b>x</b>
<b>Resumen</b>	<b>xi</b>
<b>1. Introducción</b>	<b>1</b>
1.1. Estado del arte . . . . .	1
1.1.1. Control tolerante a fallas . . . . .	1
1.1.2. Hardware in the loop . . . . .	3
1.1.3. Mínimos Cuadrados . . . . .	4
1.2. Antecedentes . . . . .	5
1.2.1. Generales del área . . . . .	5
1.2.2. Específicos del proyecto . . . . .	5
1.3. Objetivos de la investigación . . . . .	6
1.3.1. Objetivos Generales . . . . .	6
1.3.2. Objetivos Específicos . . . . .	6
1.4. Justificación . . . . .	7

1.5. Hipótesis . . . . .	7
1.6. Metodología . . . . .	8
<b>2. Banco de Pruebas</b>	<b>9</b>
2.1. Estructura principal . . . . .	9
2.2. Adquisición de datos . . . . .	11
<b>3. Modelado</b>	<b>14</b>
3.1. Modelo nominal . . . . .	14
3.2. Modelo con falla . . . . .	17
<b>4. Sistema de control nominal</b>	<b>19</b>
<b>5. Caracterización de fallas experimentales</b>	<b>23</b>
5.1. Mínimos Cuadrados . . . . .	23
5.2. Experimentación . . . . .	27
<b>6. Acomodo de Fallas</b>	<b>31</b>
<b>7. Detección y estimación de falla en línea</b>	<b>34</b>
<b>8. Esquema de control tolerante a fallas en línea</b>	<b>37</b>
<b>9. Conclusiones y Trabajo Futuro</b>	<b>44</b>
9.1. Trabajo futuro . . . . .	45

# ÍNDICE DE FIGURAS

---

1.1. Principio de funcionamiento de HIL. . . . .	3
2.1. Modelo 3D del Banco de Pruebas. . . . .	9
2.2. Orientación de Vectores de Fuerza y Torque del Transductor. . . . .	10
2.3. Modelo 3D de los Sistemas de Sujeción. . . . .	10
2.4. Configuración tipo X. . . . .	11
2.5. Diagrama Funcional del Sistema de Adquisición . . . . .	12
4.1. Diagrama de Bode $G_x * C_x$ . . . . .	20
4.2. Diagrama de Bode $G_y * C_y$ . . . . .	20
4.3. Diagrama de Bode $G_z * C_z$ . . . . .	21
4.4. Diagrama de Bode $G_\psi * C_\psi$ . . . . .	21
5.1. Maniobra Circular. . . . .	27
5.2. Señales PWM . . . . .	28
5.3. Torque medido y estimado en el eje x . . . . .	28
5.4. Torque medido y estimado en el eje y . . . . .	29

---

5.5. Fallas Caracterizadas . . . . .	30
6.1. Experimentos con acomodo de fallas . . . . .	32
6.2. Diagrama de Caja de los experimentos. . . . .	33
7.1. Estimación de $K_{PQ_1}k_{f_1}$ en línea con operación nominal y estimación fuera de línea. . . . .	35
7.2. Fallas Caracterizadas en línea. . . . .	36
8.1. Esquema del experimento. . . . .	38
8.2. Maniobra experimento final. . . . .	39
8.3. Errores con respecto a la referencia. . . . .	40
8.4. Respuestas experimentales utilizando el esquema de detección y aco- modo de falla. . . . .	41
8.5. Estimación de la falla en el experimento. . . . .	42
8.6. Perturbación antes y después del acomodo de fallas en línea. . . . .	42
8.7. Diagrama de caja de los resultados finales. . . . .	43



# ÍNDICE DE TABLAS

---

4.1. Características de desempeño y robustez del sistema. . . . .	22
5.1. Parámetros estimados en condición nominal. . . . .	29
5.2. Hélices experimentales . . . . .	30
6.1. Error Cuadrático Medio de los experimentos. . . . .	33

# AGRADECIMIENTOS

---

Quiero agradecer a mi comité de tesis, a mis profesores, a la facultad de FIME y a CONACyT por la oportunidad de seguir con mis estudios de maestría. También quiero agradecer encarecidamente a mis profesores Luis Amezquita, Eduardo Liceaga, Octavio Garcia y Daniel Librado, por haberme guiado y dado consejo a lo largo de mi licenciatura y maestría, mas que mis profesores y asesores, mis mentores. Así mismo, agradezco a mi familia por su apoyo y cariño condicional para poder continuar con mis estudios. Agradezco también a mis compañeros de maestría y laboratorio, en especial a Ruben, Vaquera y Santana.

# RESUMEN

---

Diego Rivera Ramírez.

Candidato para obtener el grado de Maestría en Ingeniería Aeronáutica con orientación en Dinámica de Vuelo.

Universidad Autónoma de Nuevo León.

Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica.

Título del estudio: IDENTIFICACIÓN DE PARÁMETROS PARA DISEÑO DE CONTROLADORES TOLERANTES A FALLAS EN VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS TIPO MULTIRROTOR.

Número de páginas: 48.

OBJETIVOS Y MÉTODO DE ESTUDIO: El objetivo general de esta tesis consiste en diseñar y poner a prueba un método capaz de detectar y acomodar algunas de las fallas que se presentan en los sistemas de propulsión de un Vehículo Aéreo no tripulado cuadrirrotor.

CONTRIBUCIONES Y CONCLUSIONES: El esquema propuesto podrá ser utilizado e implementado para mejorar el desempeño de un Vehículo Aéreo no tripulado la cual pueda encontrarse bajo efectos de falla en su sistema de propulsión, sin necesidad de detener su operación.

Firma del asesor: \_\_\_\_\_

Dr. Luis Antonio Amézquita Brooks

## CAPÍTULO 1

# INTRODUCCIÓN

---

En el trabajo siguiente se presenta un proceso para identificar fallas en los Sistemas de Propulsión (SdP) de vehículos aéreos no tripulados, UAV por sus siglas en inglés, tipo multirrotor, haciendo énfasis en el tipo cuadirrotor. Una vez identificada, el sistema de control tolerante a fallas cambiará las condiciones de operación del vehículo y así acomodará los efectos de la falla y recuperará el desempeño y robustez nominal del vehículo en cuestión.

## 1.1 ESTADO DEL ARTE

### 1.1.1 CONTROL TOLERANTE A FALLAS

Los sistemas autónomos son muy propensos a fallas, esto se debe ya sea a defectos en los actuadores, sensores o incluso que el proceso en si, ya que si este se encuentra dentro del lazo de se control pueden desarrollar fallas dentro del mismo y puede que este sea imposible de recuperar.

En la actualidad se tiene una importante demanda económica en el aspecto de confiabilidad de procesos, y un mayor interés sobre los riesgos asociados con el mal-funcionamiento de algún sistema, por lo que la confiabilidad se vuelve un asunto vital en la industria de la automatización.

Una manera efectiva y de bajo costo son los Controles Tolerantes a Fallas (CTF). Esta área del control automático combina varias disciplinas y problemas sistema-teóricos para obtener una funcionalidad única. Un punto importante de este método es que pueda aislar fallas locales y prevenir que estas se tornen en un problema mayor.

Estos tipos de controles se valen de la redundancia de la planta y el sistema de automatización para crear un software inteligente que pueda monitorear el comportamiento y funcionalidad del sistema. Así, las fallas se pueden aislar y pueden tomar medidas apropiadas para prevenir que estas se vuelvan críticas.

El objetivo general del CTF es el de mantener el sistema operando, y minimizar el efecto del daño en la medida de lo posible. [4]

Una manera de lograr este tipo de control, es emplear esquemas de diagnóstico de fallas en línea, ya sea usando como referencia las señales del proceso, en el cual un algoritmo pueda detectar la falla y aplicar la medida correctiva necesaria [3]. Esta medida puede ser pre-determinada para cada tipo de falla.

Además, se ha demostrado que el análisis sistemático de propagación de fallas [2][6] es una herramienta esencial para la determinación de la gravedad de la falla en cuestión.

Los métodos de re-configuración son relativamente nuevos en el campo del CTF. A pesar de esto, algunos esquemas ya se han llevado a la práctica. El diseño predeterminado para acomodo fue demostrado y aplicado para un satélite en [5] y [6]. Técnicas de interferencia lógica en modelos cuantitativos son usadas en [15] y [16].

### 1.1.2 HARDWARE IN THE LOOP

El proceso de *hardware in the loop* (HIL) es una técnica de simulación relativamente nueva, que tiene sus raíces en la aviación [7]. Esta técnica tiene la capacidad de desarrollar y comprobar modelos matemáticos complejos, ya que algunos componentes del sistema pueden ser reemplazados por una simulación del modelo matemático del mismo, describiéndolo así de manera cualitativa.

Un breve esquema se muestra en la figura 1.1

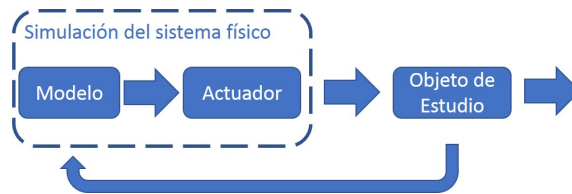


Figura 1.1: Principio de funcionamiento de HIL.

Con este tipo de técnica se da la oportunidad de desarrollar diferentes tipos de pruebas, manteniendo la integridad física del sistema [13]. El uso de esta técnica se vuelve muy importante, ya que es capaz de cumplir con la demanda de complejidad, confiabilidad y tiempo de desarrollo de un sistema. Las ventajas de usar este método incluyen el análisis temprano, verificación y desarrollo de mejores modelos.

### 1.1.3 MÍNIMOS CUADRADOS

El método de Mínimos Cuadrados (MC) es una de las técnicas mas populares en la estadística, muchos estimadores pueden trabajar con esta técnica. Es posible relacionarlo con el teorema de Pitágoras, el cual implica que cuando el error es independiente de una cantidad estimada, entonces las variables observadas al cuadrado serán igual a la suma del error al cuadrado y de la cantidad estimada al cuadrado. Además, las herramientas matemáticas que este usa ya están bien estudiadas [12].

La técnica de MC es una de las mas antiguas en la historia de la estadística moderna, y se considera que Galileo fue probablemente uno de los primeros precursores modernos. El primer enfoque de este estilo fue expuesto en 1805 por el matemático francés Legendre, pero después de que lo publicara, Gauss luchó por el crédito del mismo. Gauss estaba acostumbrado a no publicar ideas que fueran controversiales o que no estuvieran lo suficientemente maduras, por lo que el publicaba ya después de que su idea fuera expuesta por otra persona. Fue entonces que en 1809, Gauss hizo publico que el había hecho el descubrimiento de MC antes que Legendre, y que de hecho lo había utilizado en 1795 cuando se encontraba realizando la estimación de la órbita de un asteroide.

Hoy en día, MC se usa de manera muy amplia para encontrar o estimar los valores numéricos de los parámetros que definen una función, esto, a partir de una serie de datos. Existen variaciones como los Mínimos Cuadrados Ordinarios (MCO), otra versión mas sofisticada es Mínimos Cuadrados Ponderados (MCP), el cual se desempeña mejor que MCO ya que puede modular la importancia de cada observación en la solución final. Recientes variaciones son la de Mínimos Cuadrados alternados (MCA), Mínimos Cuadrados Parciales (MCP) y la de Mínimos Cuadrados Recursivos (MCR).



## 1.2 ANTECEDENTES

### 1.2.1 GENERALES DEL ÁREA

Varios tipos de investigaciones sobre el tema de control tolerante a fallas ya se han realizado, y los métodos para identificarlas van desde caracterizar el sistema cuando este funciona de manera óptima, hasta usar diferentes tipos de filtrado y estimación con las señales del sistema, sin siquiera conocer la naturaleza completa del mismo [21].

Dichos métodos pueden resultar complicados, y se ven afectados por las técnicas de medición, haciendo que estos sean imprácticos por las herramientas que se usan, ya sea sensores muy costosos aplicados directamente sobre el objeto de falla.

### 1.2.2 ESPECÍFICOS DEL PROYECTO

Para este proyecto, se usó una plataforma diseñada y desarrollada en el CIHA para obtener las mediciones relevantes de un UAV cuadrirrotor, siendo estas las señales de control de los elementos de propulsión y las fuerzas y momentos que estos ejercen sobre el cuadrirrotor.

## 1.3 OBJETIVOS DE LA INVESTIGACIÓN

### 1.3.1 OBJETIVOS GENERALES

El objetivo general de este proyecto consiste en diseñar y poner a prueba un método capaz de detectar y acomodar algunas de las fallas que se presentan en sistemas de propulsión de un UAV cuadirrotor.

### 1.3.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

En este trabajo se espera cumplir con las siguientes metas:

- Caracterizar efecto de fallas comunes de cuadirrotor
- Diseñar un método de detección para las fallas anteriores
- Diseñar un esquema de control tolerante a fallas basado en el método de detección anterior.
- Probar el esquema mediante simulación y/o experimentación.
- Reportar los resultados obtenidos.

## 1.4 JUSTIFICACIÓN

En la actualidad, el uso de vehículos aéreos no tripulados ha incrementado de una manera importante [11]. Debido a esto, mejorar su desempeño bajo condiciones adversas se ha convertido en un objetivo de gran importancia, especialmente al diseñar los algoritmos de control necesarios para su construcción.

Estos dependen principalmente del correcto funcionamiento de sus sistemas de propulsión, los cuales son muy susceptibles a fallas cuando estos se ven afectados por algún desperfecto. Por lo tanto, es de vital interés diseñar sistemas, los cuales, puedan operar aun cuando cierto nivel de falla este presente.

Existe una gran diversidad de esquemas de control que pueden utilizarse para resolver este problema. En particular, el método y los criterios bajo los que se identifica la falla, definen la técnica y el marco teórico a utilizar. Por lo cual se deben de encontrar métodos que puedan adaptarse a cualquier tipo de multirrotor.

## 1.5 HIPÓTESIS

Es posible encontrar y detectar fallas en la operación de los elementos de propulsión de UAVs tipo multirrotor basándose en mediciones de fuerzas, momentos y señales de control. Una vez detectados, es posible diseñar e implementar un sistema de control tolerante a fallas, el cual sea capaz de acomodar algunas de las fallas que se presentan en los sistemas de propulsión de los UAV multirrotor.

## 1.6 METODOLOGÍA

El procedimiento experimental propuesto para esta investigación sera el siguiente:

- Desarrollo de un banco de pruebas puesto a punto para poder programar y medir los algoritmos deseados.
- Establecer un sistema de control nominal (Donde el cuadirrotor no presente falla alguna)
- Determinar el tipo de fallas a detectar y la implementación de las mismas en el banco de pruebas.
- Una vez determinado el tipo de falla, caracterizarlas de manera experimental.
- Seleccionar y probar un método de acomodo de fallas (asumiendo que estas se puedan conocer).
- Seleccionar y probar un método de estimación de fallas.
- Proponer un esquema de control tolerante a fallas que pueda tanto detectar la falla en línea y pueda compensar la misma.
- Realizar pruebas del esquema de control tolerante a fallas y analizar sus resultados.

## CAPÍTULO 2

# BANCO DE PRUEBAS

---

La plataforma utilizada para esta experimentación fue desarrollada como proyecto de tesis en el Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica (CIIIA). El trabajo completo se encuentra documentado en [8]. A continuación se describirá de manera general sus características.

## 2.1 ESTRUCTURA PRINCIPAL

La estructura de sujeción principal esta constituida principalmente de perfiles de aluminio ranurado. En la Figura 2.1 se muestra el modelo 3D de la misma.



Figura 2.1: Modelo 3D del Banco de Pruebas.

En la parte superior cuenta con un transductor, o celda de carga, la cual es capaz de medir fuerzas y momentos sobre sus ejes principales  $x$ ,  $y$  y  $z$ . La orientación de estos ejes se muestra en la Figura 2.2.

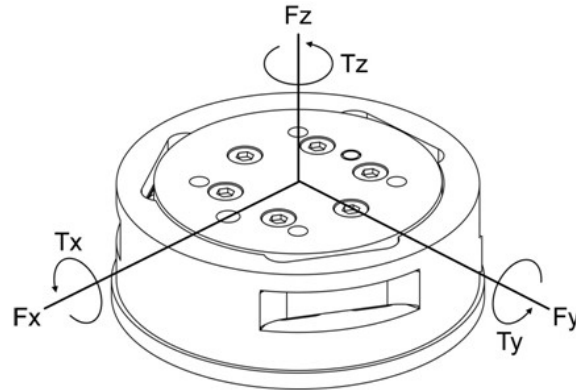


Figura 2.2: Orientación de Vectores de Fuerza y Torque del Transductor.

El sistema de sujeción entre el cuadricóptero y transductor se muestra en la Figura 2.3, con una configuración tipo X, como se muestra en la Figura 2.4.

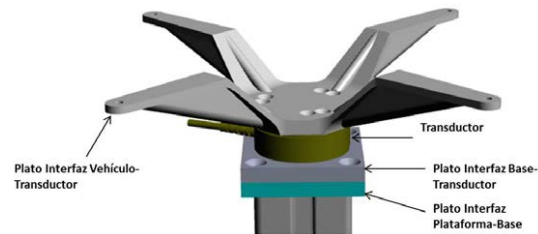


Figura 2.3: Modelo 3D de los Sistemas de Sujeción.

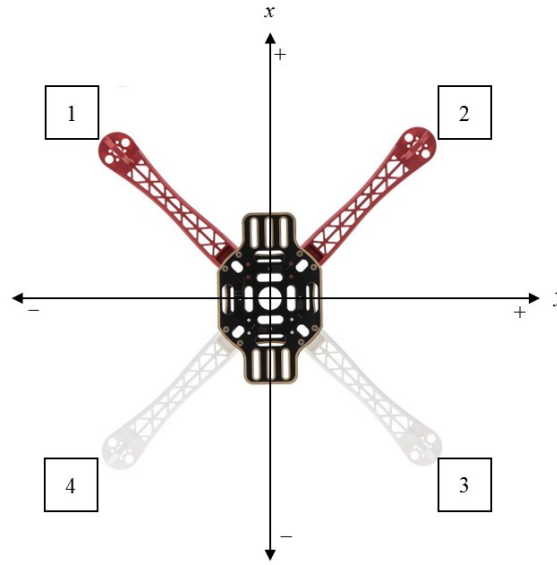


Figura 2.4: Configuración tipo X.

Gracias a esta configuración, en la cual los ejes del cuadricóptero están empalados con los de la celda, es posible realizar las mediciones correspondientes de las fuerzas y momentos que actúan sobre el mismo.

## 2.2 ADQUISICIÓN DE DATOS

El banco cuenta también con los dispositivos para recolectar las señales censadas por el transductor, y así mismo, con la capacidad de enviar y recibir las señales de control hacia los actuadores del cuadirrotor, siendo en este caso los motores. El esquema de funcionamiento se encuentra en la Figura 2.5

La plataforma DSPACE es la encargada de capturar y almacenar los datos del transductor, así como también es la encargada de la simulación HIL.

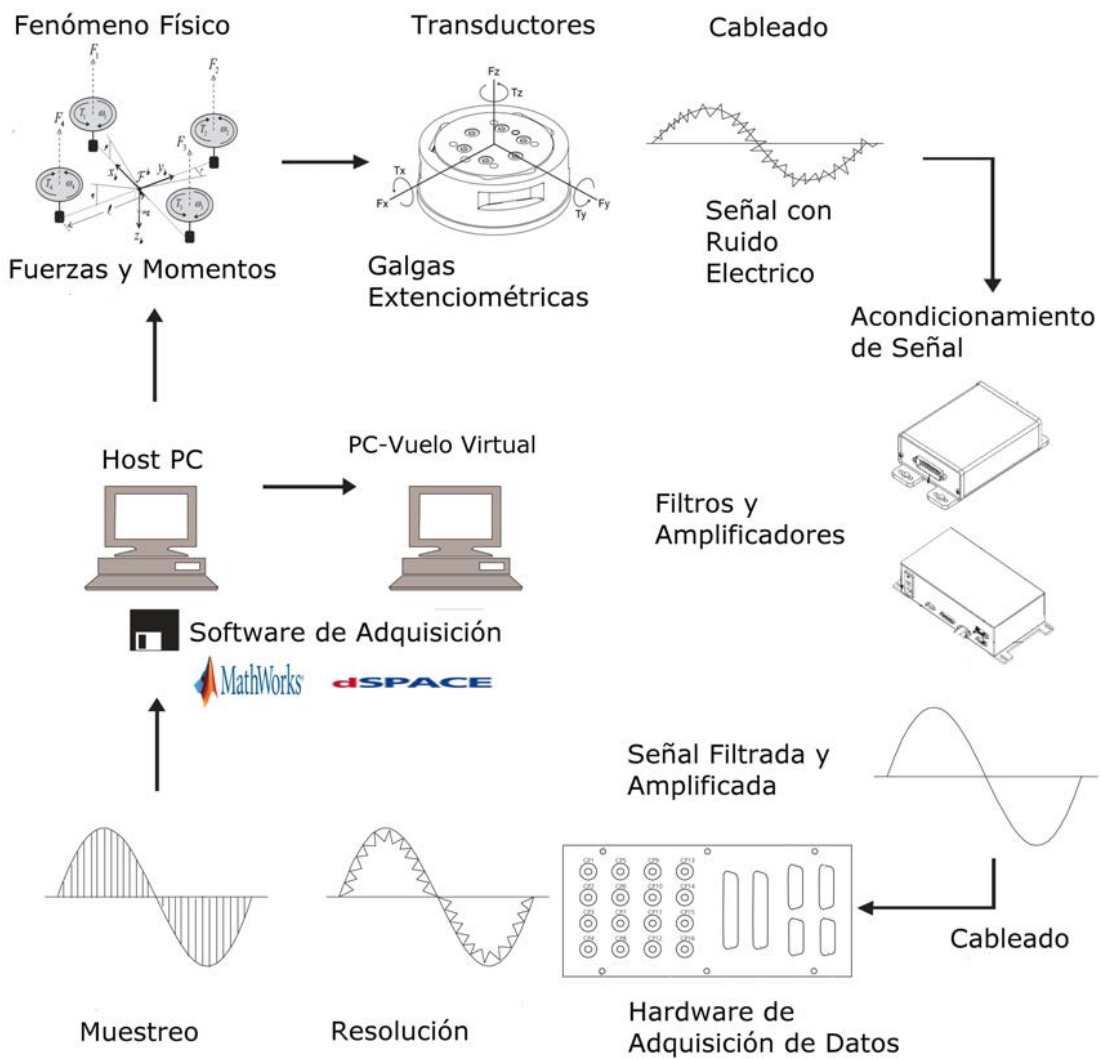


Figura 2.5: Diagrama Funcional del Sistema de Adquisición



---

A continuación se muestran detalles técnicos de la misma:

- Resolución de 24-bit
- Frecuencia máxima de entrada de 1.65 MHz
- Velocidad de Reloj de 20 MHz
- Memoria Flash 32 KB
- 10 salidas PWM
- 4 entradas de captura
- 1 interfaz serial

La programación se realiza mediante el uso de las herramientas computacionales MATLAB y SIMULINK, los cuales facilitan el proceso de diseño y modelado.

## CAPÍTULO 3

# MODELADO

---

### 3.1 MODELO NOMINAL

Para el modelado nominal del cuadrirrotor, se usaron las ecuaciones de movimiento cuerpo rígido, el cual fue considerado como la dinámica traslacional y rotacional en el marco inercial, el cual se encuentra alineado con el marco de referencia del vehículo. En base a [17, 20, 1], las ecuaciones de movimiento están dadas por:

$$F_b = m\dot{V}_b + m\omega_b \times V_b \quad (3.1)$$

$$M_b = J\dot{\omega}_b + \omega_b \times (J\omega_b) \quad (3.2)$$

donde  $V_b = \begin{bmatrix} u & v & w \end{bmatrix}^T$  y  $\omega_b = \begin{bmatrix} p & q & r \end{bmatrix}^T$  son los vectores de velocidades lineales y angulares,  $F_b = \begin{bmatrix} F_x & F_y & F_z \end{bmatrix}^T$  es el vector de fuerzas externas,  $M_b = \begin{bmatrix} M_x & M_y & M_z \end{bmatrix}^T$  corresponde al vector de momentos externos,  $m$  es la masa del cuerpo y  $J$  es la matriz de momento de inercia.

Así mismo, es necesario tomar en cuenta el modelo del sistema de propulsión y la aerodinámica de los mismos. La ecuación de empuje se obtuvo de [1] y corresponde a la siguiente:

$$F_i = \frac{1}{2}\rho S C_{F_i} \omega^2 \quad (3.3)$$

donde  $\rho$  es la densidad del aire,  $S$  es el área de disco producida por la hélice,  $C_{F_i}$  es

el coeficiente de empuje del motor correspondiente y  $\omega$  es la velocidad angular de la hélice.

La velocidad angular es una variable en el tiempo, la cual depende de distintos factores, como lo son la fuente de alimentación del motor y la carga aerodinámica. Una de las aproximaciones mas comunes para su modelado consiste en omitir la dinámica producida por la carga aerodinámica y el estado transitorio del motor eléctrico. Con esto, tenemos la velocidad angular dada por la ecuación:

$$\omega_i = k_i V_i \quad (3.4)$$

donde  $k_i$  es una constante la cual es caracterizada para la combinación correspondiente de hélice-motor y  $V_i$  es el voltaje aplicado.

La ecuación (3.4) corresponde a un motor de corriente directa (CD), con fuente de voltaje continua, pero, en la práctica, las hélices son operadas por motores de CD sin escobillas, y estos son controlados por medio de modulación por ancho de pulsos (PWM por sus siglas en ingles), el cual tiene su propia dinámica [14]. Cuando este cuenta con una frecuencia de conmutación lo suficientemente grande, la relación entre el promedio del voltaje y el PWM se da por:

$$V_i = V_{CD} U_i \quad (3.5)$$

donde  $V_{CD}$  es el voltaje del bus de CD del módulo PWM y  $U_i \in [0, 1]$  es el índice de modulación.

Combinando las ecuaciones (3.3), (3.4) y (3.5) obtenemos:

$$F_i = k_{F_i} U_i \quad (3.6)$$

donde

$$k_{F_i} = \frac{1}{2} \rho S C_{F_i} (k V_{CD})^2 \quad (3.7)$$

La ecuación (3.6) cuenta con la ventaja de ser simple, debido a que es posible obtener el parámetro  $k_{F_i}$  de manera experimental, sin tener que hacer una medición exhaustiva de las demás variables.

Cada hélice induce un momento reactivo debido al arrastre aerodinámico, el cual es posible modelar de manera similar a (3.6) , con lo cual obtenemos:

$$T_i = k_{T_i} U_i \quad (3.8)$$

Considerando el arreglo de hélices mostrado en la Figura 2.4 y las ecuaciones 3.6 y 3.8, es posible obtener el modelo de fuerzas y momentos que actúan en el cuadrirrotor debido al sistema de propulsión, dicho modelo es el siguiente:

$$\begin{bmatrix} F_z \\ T_p \\ T_q \\ T_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -k_{F_1} & -k_{F_2} & -k_{F_3} & -k_{F_4} \\ k_{P_1} & -k_{P_2} & -k_{P_3} & k_{P_4} \\ k_{Q_1} & k_{Q_2} & -k_{Q_3} & -k_{Q_4} \\ -k_{T_1} & k_{T_2} & -k_{T_3} & k_{T_4} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} \quad (3.9)$$

donde  $k_{P_i}$  y  $k_{Q_i}$  son las constantes que determinan el torque debido al brazo de palanca causado por el empuje de cada motor.

La ecuación (3.9) es una forma generalizada de un vehículo que use 4 motores para su funcionamiento, la versión simplificada del mismo es aquella donde se considera un cuadrirrotor simétrico en el plano  $x - y$ , dicho modelo se presenta a continuación:

$$\begin{bmatrix} F_z \\ T_p \\ T_q \\ T_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -k_{F_1} & -k_{F_2} & -k_{F_3} & -k_{F_4} \\ k_{PQ_1} & -k_{PQ_2} & -k_{PQ_3} & k_{PQ_4} \\ k_{PQ_1} & k_{PQ_2} & -k_{PQ_3} & -k_{PQ_4} \\ -k_{T_1} & k_{T_2} & -k_{T_3} & k_{T_4} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} \quad (3.10)$$

en donde  $k_{P_i} = k_{Q_i} = k_{PQ_i}$ .

La ecuación (3.10) es el modelo matemático que se usara para este trabajo.

## 3.2 MODELO CON FALLA

Existen diversos modelos de fallas, pero los que han sido más trabajados son los de tipo multiplicativo y aditivos [9, 18]. Como sus nombres lo indican, estas afectan al sistema que, cuando se presentan, pueden añadir o multiplicar aspectos del funcionamiento del mismo. Por ejemplo, las fallas aditivas se pueden presentar en las señales PWM de los motores, sea en fallas o picos de voltaje debido a la batería, o mal funcionamiento de los Controladores de velocidad electrónicos (ESC, por sus siglas en inglés), y por lo general estas son variantes en el tiempo. Por otro lado, las fallas multiplicativas se pueden presentar como desperfectos en los motores, ya sea en su capacidad para revolucionar, des-balanceo de hélice, o que esta presente alguna imperfección.

Para el modelado de fallas en el sistema de propulsión, se propone realizar una modificación tanto en el modelo de prueba como en la señal de entrada. Para dicho modelo, se considerara una entrada nominal de la forma:

$$\bar{U} = \begin{bmatrix} \bar{U}_1 & \bar{U}_2 & \bar{U}_3 & \bar{U}_4 \end{bmatrix}^T \quad (3.11)$$

Y una señal con fallas:

$$U_i = \bar{U}_i k_{f_i} + k_{o_i} \quad (3.12)$$

en donde  $k_{f_i}$  representa una falla del tipo multiplicativa y  $k_{o_i}$  es una falla del tipo aditiva.

Por ejemplo, sustituyendo (3.12) en (3.10) resulta una fuerza  $F_z$ :

$$F_z = \begin{bmatrix} -k_{F_1} & -k_{F_2} & -k_{F_3} & -k_{F_4} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \bar{U}_1 k_{f_1} + k_{o_1} \\ \bar{U}_2 k_{f_2} + k_{o_2} \\ \bar{U}_3 k_{f_3} + k_{o_3} \\ \bar{U}_4 k_{f_4} + k_{o_4} \end{bmatrix}$$

la cual también puede ser escrita de la siguiente manera:

$$F_z = \begin{bmatrix} -k_{F_1} & -k_{F_2} & -k_{F_3} & -k_{F_4} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \bar{U}_1 k_{f_1} \\ \bar{U}_2 k_{f_2} \\ \bar{U}_3 k_{f_3} \\ \bar{U}_4 k_{f_4} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -k_{F_1} & -k_{F_2} & -k_{F_3} & -k_{F_4} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} k_{o_1} \\ k_{o_2} \\ k_{o_3} \\ k_{o_4} \end{bmatrix}$$

de manera simplificada

$$F_z = -(F_{z_f} + F_{z_o})$$

donde  $F_{z_f}$  y  $F_{z_o}$  son las fuerzas producidas por el efecto multiplicativo y aditivo respectivamente.

En esta tesis se trabajó con el caso donde las fallas modeladas sean con efecto puramente multiplicativo; ya que las fallas como la restricción de voltaje a motores y el cambio de los sistemas de propulsión pueden ser modelados bajo este esquema.

## CAPÍTULO 4

# SISTEMA DE CONTROL NOMINAL

---

En [8, 10] se muestra que las ecuaciones del modelo sin falla se pueden aproximar con el siguiente sistema:

$$G(s) = \text{diag} \left[ -\frac{g}{I_\alpha s^4} \quad \frac{g}{I_\alpha s^4} \quad \frac{1}{ms^2} \quad \frac{1}{I_z s^2} \right] \quad (4.1)$$

siendo estas las funciones de transferencia correspondientes a  $x$ ,  $y$ ,  $z$  y  $\psi$  respectivamente.

Las especificaciones que se establecen para este tipo de vehículos son [10]:

- Ancho de banda mayor a  $12 \text{ rad/s}$
- Margen de fase mayor a  $65^\circ$
- Margen de ganancia mayor a  $20 \text{ dB}$
- Error en estado estacionario igual a cero para las variables  $x$ ,  $y$ ,  $z$  y  $\psi$  con referencia constante.

Utilizando la técnica de "Bode Shaping" se obtuvieron los controladores correspondientes a cada una de las funciones de transferencia, las cuales se muestran a continuación:

$$C(x) = -1.2649 \cdot 10^5 \frac{(s + 0.6)(s + 0.5)(s + 0.39)^2}{s(s + 400)(s + 200)(s + 100)} \quad (4.2)$$

$$C(y) = 1.2649 \cdot 10^5 \frac{(s + 0.6)(s + 0.5)(s + 0.39)^2}{s(s + 400)(s + 200)(s + 100)} \quad (4.3)$$

$$C(z) = 52.595 \frac{(s + 1.3)(s + 0.5)}{s(s + 130)} \quad (4.4)$$

$$C(\psi) = 15.216 \frac{(s + 3.21)}{(s + 321)} \quad (4.5)$$

así mismo, se muestran los diagramas de bode de la planta con su respectivo controlador:

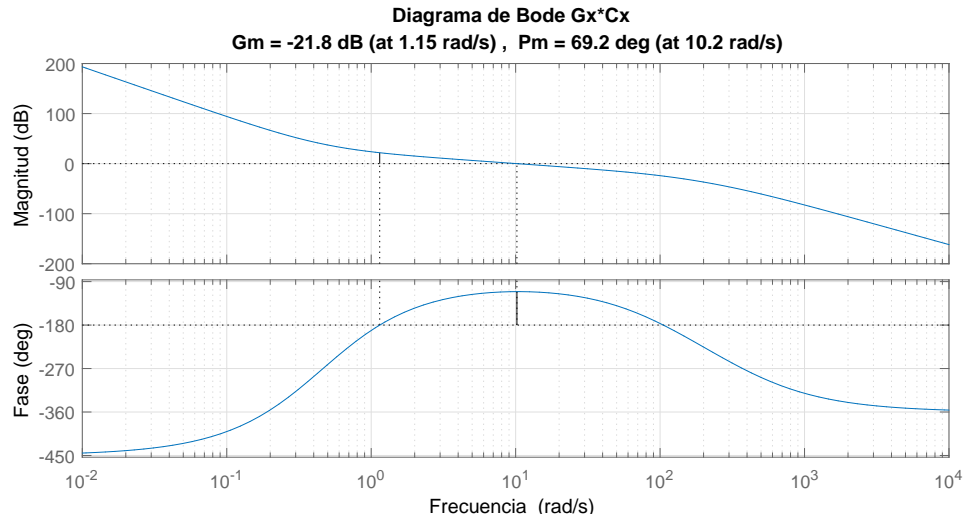


Figura 4.1: Diagrama de Bode Gx\*Cx

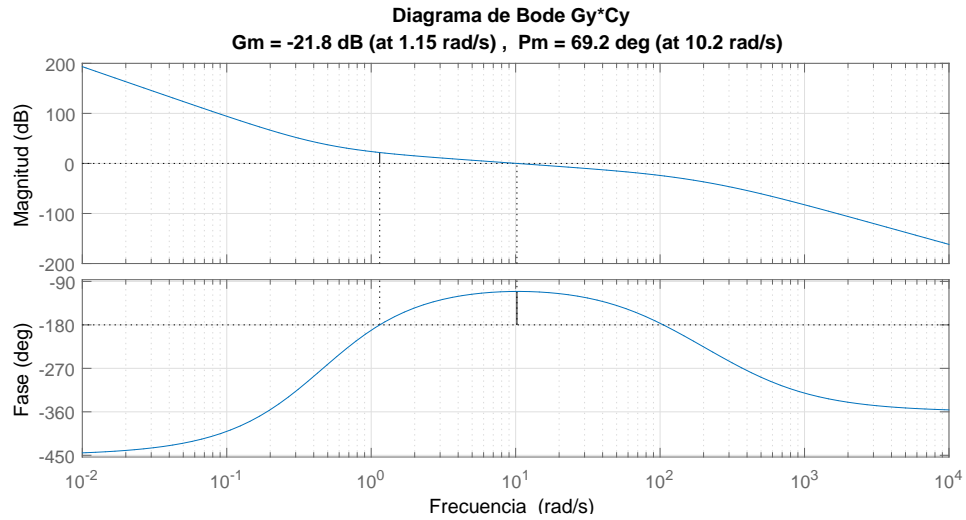
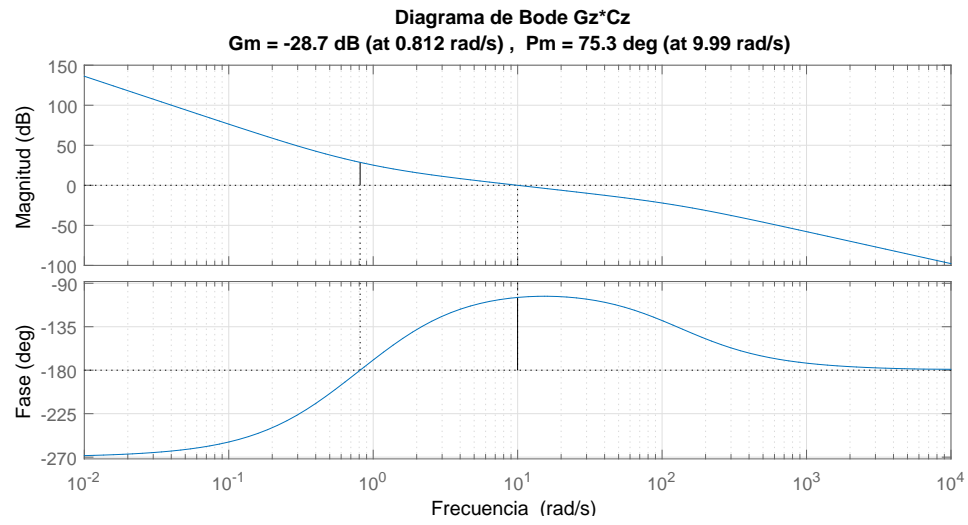
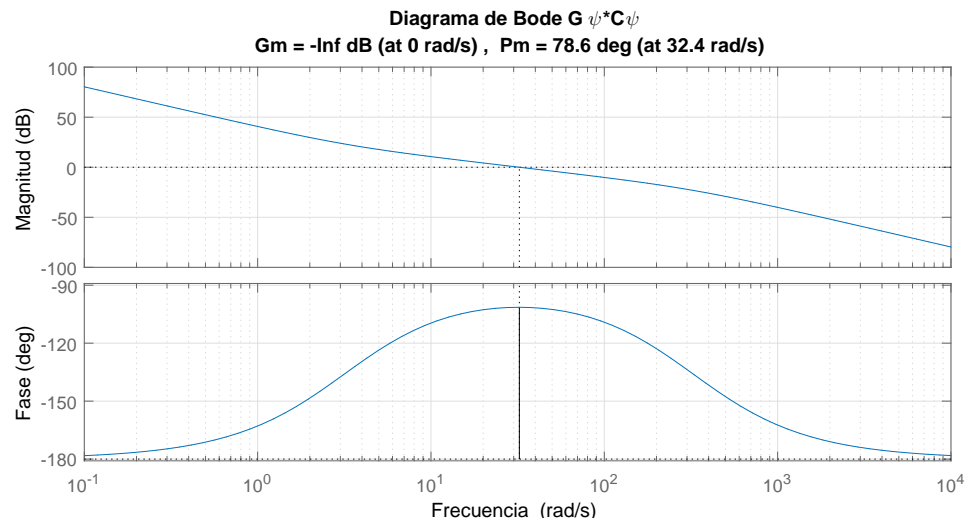


Figura 4.2: Diagrama de Bode Gy\*Cy



Figura 4.3: Diagrama de Bode  $G_z * C_z$ Figura 4.4: Diagrama de Bode  $G_\psi * C_\psi$

La Tabla 4.1 muestra un resumen de las características de robustez y desempeño resultantes:

<i>Parámetros</i>			
<i>Variables</i>	<i>Bw [rad/s]</i>	<i>Mf [deg]</i>	<i>Mg [dB]</i>
$x$	10.2	69.2	21.8
$y$	10.2	69.2	21.8
$z$	9.99	75.3	28.7
$\psi$	32.4	78.6	$\infty$

Tabla 4.1: Características de desempeño y robustez del sistema.

A partir de las figuras 4.1, 4.2, 4.3, 4.4 y de la tabla 4.1 se puede comprobar que los controladores, mostrados en las ecuaciones (4.2, 4.3, 4.4, 4.5), cumplen con las especificaciones. En esta tesis no se extiende el proceso de diseño de los controladores por encima de lo ya mostrado, ya que el tema se ha tratado con anterioridad en [8, 10].

## CAPÍTULO 5

# CARACTERIZACIÓN DE FALLAS EXPERIMENTALES

---

Para la caracterización de fallas, se propondrá el uso del método de identificación por Mínimos Cuadrados. Los principios matemáticos del mismo se presentan a continuación.

### 5.1 MÍNIMOS CUADRADOS

Como se mencionó antes, el proceso de mínimos cuadrados permite realizar una estimación de los parámetros que describen el modelo, estas variables medidas son lo que podemos llamar la respuesta o salida del sistema, por lo general esta se puede denotar como  $Y$ . Ahora bien, a las variables que se utilizan para encontrar el comportamiento del modelo se le conocen como regresores y se le denotan con  $\psi$ . También se asume que el modelo tiene un conjunto de parámetros desconocidos, los cuales se denotan con la variable  $\theta$ . Se considera que existe un parámetro  $\theta$  por la cual existirá uno por cada regresor. Dicho parámetros se pueden conocer de antemano o ser medidos. Es posible representar y modelar la relación lineal entre estas variables como:

$$Y = \psi_1\theta_1 + \dots + \psi_n\theta_n \quad (5.1)$$

A la ecuación (5.1) se le conoce como regresión lineal y es el planteamiento fundamental para la estimación de parámetros. Es posible definir la variable  $\psi$  como una matriz de  $N \times n$ , por lo que en notación matricial la ecuación (5.1) se puede escribir como:

$$Y = \psi\theta \quad (5.2)$$

La ecuación(5.2) se interpreta como un sistema estático con parámetros desconocidos  $\theta$  y una matriz conocida  $\psi$ , la cual contiene elementos conocidos que la relacionan con la variable de salida  $Y$ .

Es posible encontrar una estimación del parámetro  $\theta$ , el cual se le denominara como  $\hat{\theta}$ . Dicha estimación se desarrollara a continuación.

En la ecuación (5.2) se tiene la representación exacta de la salida  $Y$ , pero ya que los parámetros son desconocidos, se tendrá una salida estimada  $\hat{Y}$  la cual sera representada por la ecuación:

$$\hat{Y} = \psi\hat{\theta} \quad (5.3)$$

Dicha salida estimada sera representara por el vector de parámetros estimados  $\hat{\theta}$ . Ahora bien, el error entre el proceso real y el modelo estimado es:

$$e = Y - \hat{Y} = Y - \psi\hat{\theta} \quad (5.4)$$

Con esto podemos escribir la función de costo como:

$$J = \frac{1}{2}e^Te = \frac{1}{2} \left( Y^T - \hat{\theta}^T\psi^T \right) \left( Y - \psi\hat{\theta} \right) \quad (5.5)$$

desarrollando

$$J = \frac{1}{2} \left( Y^T Y - \hat{\theta}^T \psi^T Y - (\psi^T Y)^T \hat{\theta} + \hat{\theta}^T \psi^T \psi \hat{\theta} \right) \quad (5.6)$$

Para minimizar el error existente entre el sistema y el modelo es necesario el optimizar la función de costo. Para lograrlo, se necesita derivar con respecto a  $\hat{\theta}$  e igualar a 0. Usando cálculo vectorial y matricial, la derivada de la ecuación (5.6) con respecto a  $\hat{\theta}$  puede ser determinada de la siguiente manera:

$$\frac{d}{d\hat{\theta}} \left( \hat{\theta}^T \psi^T Y \right) = \psi^T Y \quad (5.7)$$

$$\frac{d}{d\hat{\theta}} \left( (\psi^T Y)^T \hat{\theta} \right) = \psi^T Y \quad (5.8)$$

$$\frac{d}{d\hat{\theta}} \left( \hat{\theta}^T \psi^T \psi \hat{\theta} \right) = 2\psi^T \psi \hat{\theta} \quad (5.9)$$

Calculando la derivada de (5.6) usando las ecuaciones (5.7),(5.8),(5.9) se obtiene:

$$\frac{dJ}{d\hat{\theta}} = -\psi^T Y + \psi^T \psi \hat{\theta} \quad (5.10)$$

Para la condición optima

$$\frac{dJ}{d\hat{\theta}} = 0 \quad (5.11)$$

Finalmente, tenemos que

$$\hat{\theta} = (\psi^T \psi)^{-1} \psi^T Y \quad (5.12)$$

A continuación se muestra como aplicar el método de MC para estimar las fallas del tipo multiplicativa.

Considerando los modelos nominales y de falla (3.10) y (3.12) respectivamente, y descartando las fallas aditivas, se pueden obtener los siguientes modelos regresores:

$$Y_z = - \begin{bmatrix} \bar{U}_1 & \bar{U}_2 & \bar{U}_3 & \bar{U}_4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} K_{F_1} k_{f_1} \\ K_{F_2} k_{f_2} \\ K_{F_3} k_{f_3} \\ K_{F_4} k_{f_4} \end{bmatrix} \quad (5.13)$$

$$Y_{pq} = \begin{bmatrix} \bar{U}_1 & -\bar{U}_2 & -\bar{U}_3 & \bar{U}_4 \\ \bar{U}_1 & \bar{U}_2 & -\bar{U}_3 & -\bar{U}_4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} K_{PQ_1} k_{f_1} \\ K_{PQ_2} k_{f_2} \\ K_{PQ_3} k_{f_3} \\ K_{PQ_4} k_{f_4} \end{bmatrix} \quad (5.14)$$

$$Y_r = \begin{bmatrix} -\bar{U}_1 & \bar{U}_2 & -\bar{U}_3 & \bar{U}_4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} K_{T_1} k_{f_1} \\ K_{T_2} k_{f_2} \\ K_{T_3} k_{f_3} \\ K_{T_4} k_{f_4} \end{bmatrix} \quad (5.15)$$

donde cada regresor corresponde a las mediciones realizadas en la fuerza en el eje  $z$  (5.13), los momentos sobre los ejes  $x, y$  (5.14) y el momento sobre el eje  $z$  (5.15).

Experimentos preliminares mostraron que es difícil discernir el nivel de falla en hélices individuales utilizando el regresor  $Y_z$ . Esto se puede explicar debido a que dicho regresor esta basado en mediciones de fuerza total de empuje, y es difícil distinguir a partir de esta variable cual de las hélices es la que presenta una falla. Es decir, solo es posible distinguir una disminución en el empuje total sin saber realmente que hélice es responsable de este cambio. Observaciones similares se obtuvieron a partir del regresor  $Y_r$ . Debido a esto se decidió utilizar el regresor  $Y_{pq}$  ya que combina una mayor cantidad de datos y mediciones, así como maniobras para la estimación.

La estimación de  $\hat{\theta}$  se obtiene con la ecuación (5.12) usando el modelo regresor (5.14), los cuales servirán para evaluar el modelo y las fallas multiplicativas.

## 5.2 EXPERIMENTACIÓN

Para poder usar el regresor (5.14), se diseñaran experimentos en los cuales sea posible obtener tanto mediciones de las entradas de los motores PWM ( $\bar{U}$ ) y los momentos  $T_p$  y  $T_q$ . Es bien sabido que para el correcto funcionamiento de algoritmos basados en MC, se requiere que el modelo tenga una excitación constante, lo cual se logró con una maniobra circular en el plano  $x - y$ .

Utilizando el banco de pruebas descrito en la Sección 3 y el esquema de control de la Sección 4, se estableció una trayectoria de referencia circular como se muestra en la Figura 5.1.

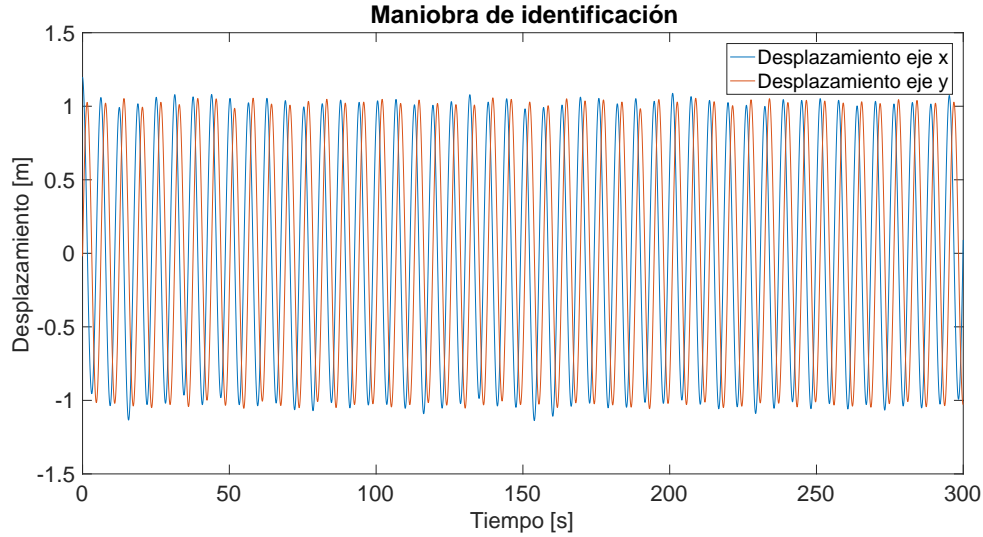


Figura 5.1: Maniobra Circular.

Las variables relevantes para la estimación de la falla, de acuerdo con la ecuación (5.14), se muestran para el caso nominal en las Figuras 5.2, 5.3 y 5.4. Así mismo, se muestra la estimación de los momentos  $T_p$  y  $T_q$  que se obtienen utilizando el modelo estimado con MC.

Haciendo uso de la ecuación (5.12) con el regresor (5.14) es posible obtener los coeficientes  $K_{PQ_1}k_{f_1}$ ,  $K_{PQ_2}k_{f_2}$ ,  $K_{PQ_3}k_{f_3}$  y  $K_{PQ_4}k_{f_4}$ .

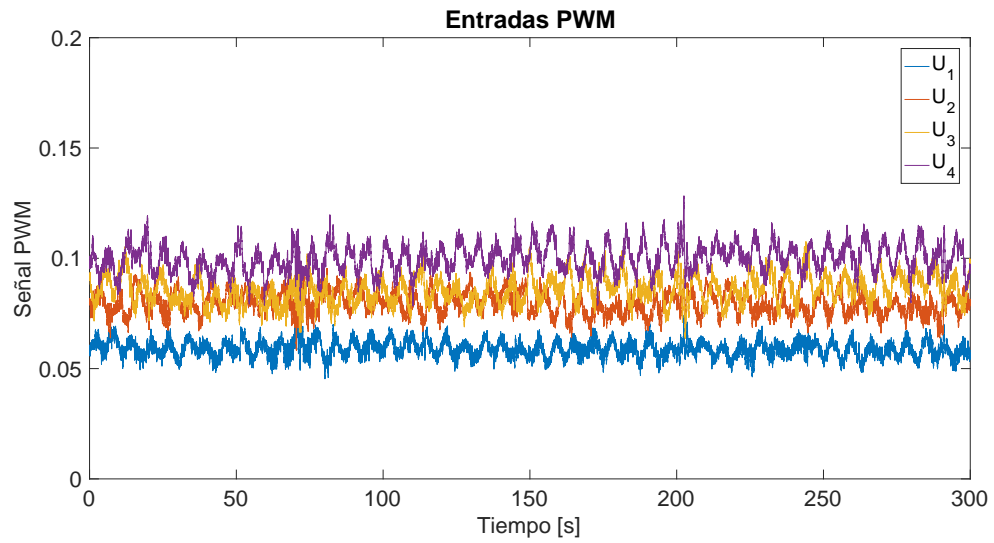


Figura 5.2: Señales PWM

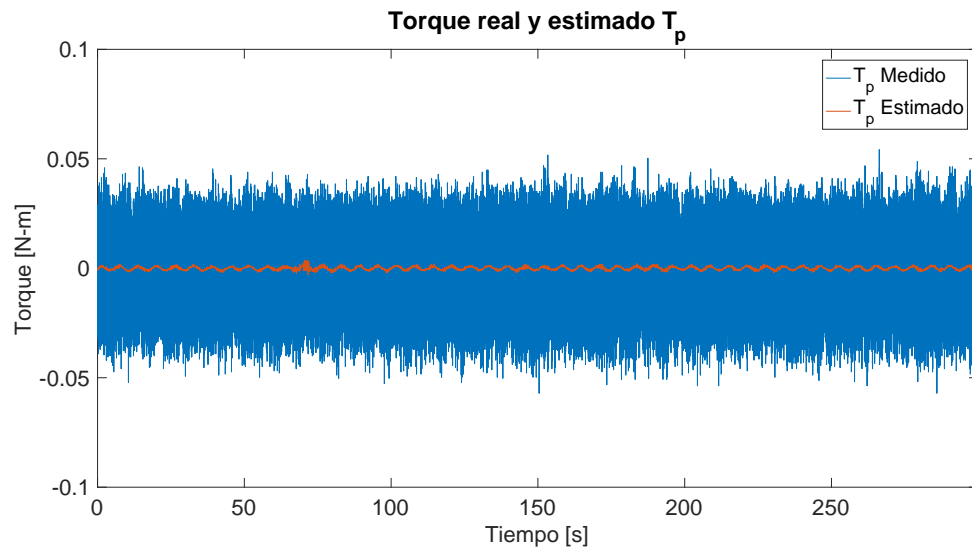


Figura 5.3: Torque medido y estimado en el eje x



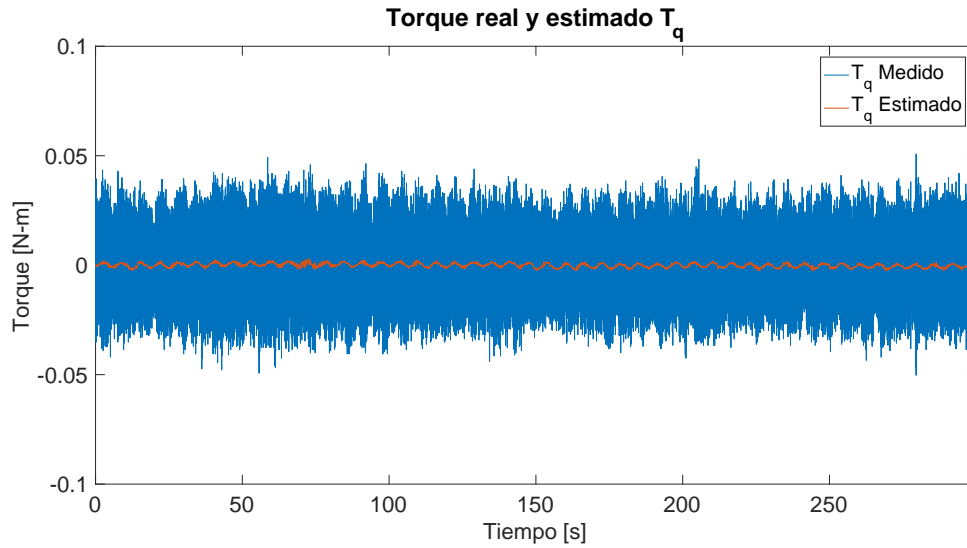


Figura 5.4: Torque medido y estimado en el eje y

Dado que en este caso no existe falla se asume entonces que  $k_f = 1$ , de tal manera que los valores estimados con el algoritmo son las constantes  $K_{PQ}$ . Para la validación de estos resultados se realizaron una serie de experimentos en las mismas condiciones nominales y se definió el valor nominal de estas constantes calculando el promedio. Los resultados se muestran en la Tabla 5.1

Parametro	Valor
$K_{PQ_1}k_{f_1}$	0.0927
$K_{PQ_2}k_{f_2}$	0.0775
$K_{PQ_3}k_{f_3}$	0.0637
$K_{PQ_4}k_{f_4}$	0.0618

Tabla 5.1: Parámetros estimados en condición nominal.

Para la evaluación de diferentes fallas multiplicativas se utilizaron hélices con variaciones en su área de disco. En la Tabla 5.2 se muestra el porcentaje de daño con respecto a la hélice nominal.

En esta tesis, para tener un control sobre el nivel de falla y su caracterización, las pruebas se realizaron sobre el motor 1. Esto no limita el procedimiento propuesto a fallas en otros motores, ya que el algoritmo propuesto estima el nivel de falla en

Hélice Utilizada	Reducción de área con respecto a la nominal[%]
a	0.00
b	29.02
c	34.22
d	35.50
e	45.22
f	53.07

Tabla 5.2: Hélices experimentales

cada uno de los motores. Una vez realizadas las pruebas de identificación con las diferentes hélices de la Tabla 5.2, es posible graficar los resultados obtenidos. Estos se muestran en la Figura 5.5.

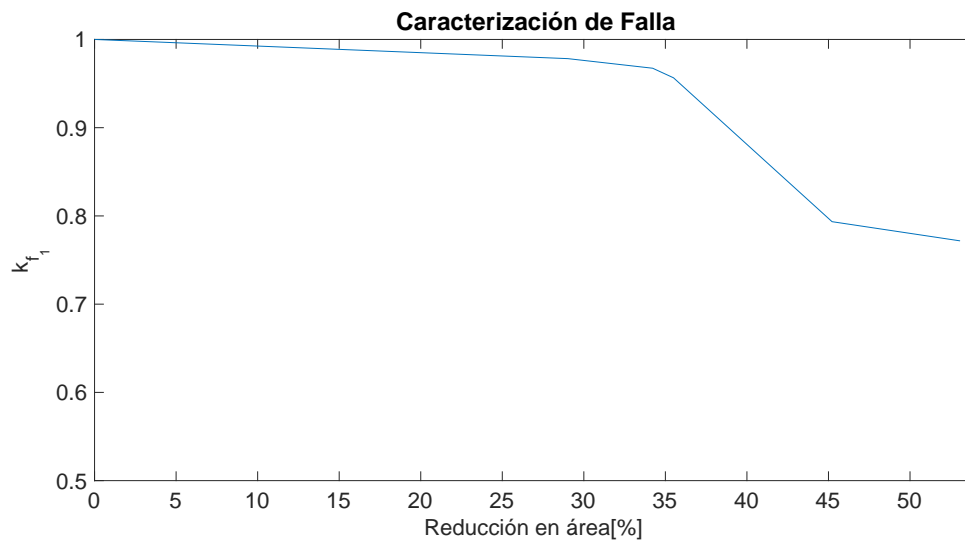


Figura 5.5: Fallas Caracterizadas

Es posible observar en la Figura 5.5, que el parámetro de falla disminuye con respecto al área, y que este cambio es mas abrupto cuando la falla es más alta. Con esto se comprueba que es posible determinar el nivel de la falla con MC utilizando el regresor y las maniobras propuestas.

## CAPÍTULO 6

# ACOMODO DE FALLAS

---

Ahora, la primera aproximación para poder realizar la corrección de fallas medidas sera la de cancelación directa. Asumiendo que es posible identificar una falla  $k_{f_i}$ , entonces se propone una constante  $k_{c_i}$  tal que:

$$k_{c_i} = \frac{k_{nom_i}}{k_{f_i}} \quad (6.1)$$

Y proponiendo una señal con arreglo de falla  $\tilde{U}_i$  la cual es definida como:

$$\tilde{U}_i = (\bar{U}_i k_{f_i} + k_{o_i}) k_{c_i} \quad (6.2)$$

En donde la ecuación (6.2) resulta de combinar el modelo de la señal PWM (3.12) con el acomodo de fallas propuesto en (6.1).

De esta manera, es posible acomodar las fallas de tipo multiplicativa para recuperar la operación nominal del sistema. Es importante notar que la ecuación (6.2) es válida solo para valores de  $k_{f_i}$  suficientemente grandes. Esto es un requerimiento indispensable, y lógico, si se considera que sería imposible acomodar una falla total ( $k_{f_i} \approx 0$ ).

Para la validación de este método propuesto, se realizaron experimentos en los cuales se midió la respuesta del sistema ante una perturbación en la referencia sobre el eje  $y$  en las siguientes condiciones:

- Operación nominal (Vuelo estacionario).
- Operación nominal con falla en el motor 1.
- Operación nominal con acomodo de falla utilizando la ecuación (6.2).

En el experimento de acomodo de falla, la constante  $k_{c1}$  se estimó fuera de linea. La Figura 6.1 presenta los resultados obtenidos.

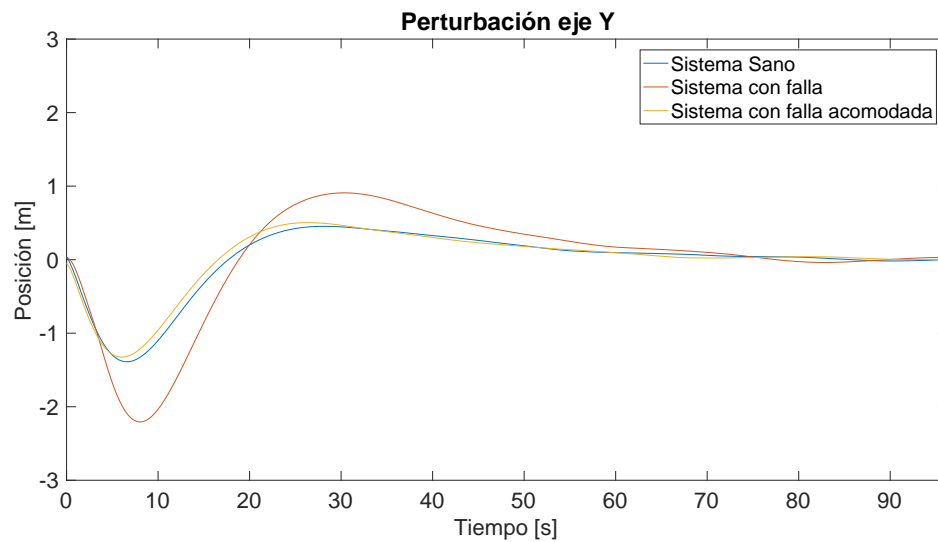


Figura 6.1: Experimentos con acomodo de fallas

Se puede observar que en el comportamiento nominal, se tiene menos error que cuando existe falla, mientras que con el acomodo de falla, el sistema regresa al comportamiento nominal.

Para medir el comportamiento a la perturbación de manera cuantitativa, se realizó un análisis de Error Cuadrático Medio (ECM), cuyos resultados se muestran en la Tabla 6.1. Así mismo, la Figura 6.2 muestra un diagrama de caja del error en

los experimentos. Se puede observar que la falla provoca un aumento en el ECM del 68 %, mismo que se pudo eliminar con la estrategia de acomodo propuesta.

No. Experimento	Características	ECM
1	Nominal	0.44
2	Con falla	0.74
3	Con acomodo	0.42

Tabla 6.1: Error Cuadrático Medio de los experimentos.

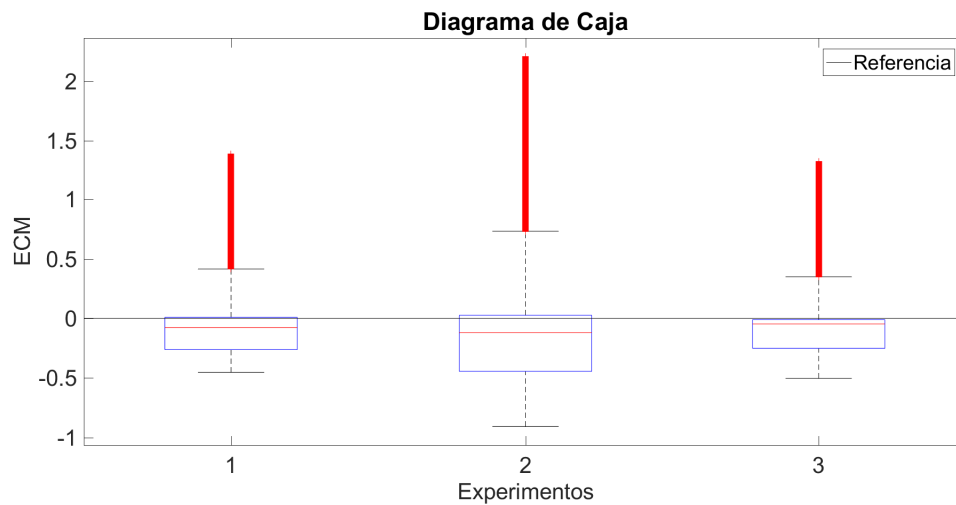


Figura 6.2: Diagrama de Caja de los experimentos.

Se pudo comprobar que es posible acomodar las fallas en los motores si estas son conocidas. Por otro lado, en la sección 5 se mostró que es posible detectar el nivel de falla con MC fuera de línea. En la siguiente sección se propone un método para identificar y acomodar las fallas en línea.

## CAPÍTULO 7

# DETECCIÓN Y ESTIMACIÓN DE FALLA EN LÍNEA

---

De acuerdo a los resultados obtenidos en las secciones anteriores, ahora se requiere que el sistema sea capaz de realizar la estimación al mismo tiempo que el sistema este operando. para esto se utilizara la versión Recursiva del algoritmo de Mínimos Cuadrados (MCR) [19]. Una de las ventajas de este método es su aplicación a sistemas que pueden ser variantes en el tiempo.

En [19] se muestra que la función de costo (5.5) se optimiza iterativamente para los parámetros  $\theta$  a partir de las ecuaciones (7.1) (7.2) (7.3) y (7.4). En donde  $\theta_{(k+1)}$  es la estimación del parámetro de falla,  $P_{(k+1)}$  es la matriz de varianza-covarianza,  $\lambda$  es el factor de olvido,  $Y$  es la salida medida,  $\psi$  es la matriz de entradas PWM y  $C$  y  $\gamma$  son variables auxiliares para facilitar el calculo general.

$$\theta_{(k+1)} = \theta + \gamma (Y - \psi^T \theta) \quad (7.1)$$

$$P_{(k+1)} = \frac{P - \gamma \psi^T P}{\lambda} \quad (7.2)$$

$$C = \lambda + \psi^T P \psi \quad (7.3)$$

$$\gamma = P \psi C^{-1} \quad (7.4)$$

Dado que el regresor de la ecuación (5.14) cuenta con dos variables en  $Y$ , se requiere modificar la ecuación (7.3). De esta manera, MCR sera capaz admitir algoritmos con mas de un parámetro en el vector de salida.

$$C = \lambda I_n + \psi^T P \psi \quad (7.5)$$

Donde  $I_n$  sera una matriz identidad de dimensión correspondiente al tamaño de vector  $Y$ .

En la Figura 7.1 se presenta la estimación de MC, así como su valor cuadrático medio (RMS por sus siglas en inglés), el cual resultó útil para filtrar las variaciones que se obtienen durante el experimento. Debido a esto, para el resto de la tesis se utiliza el valor RMS del parámetro de MC como la estimación en línea de la falla.

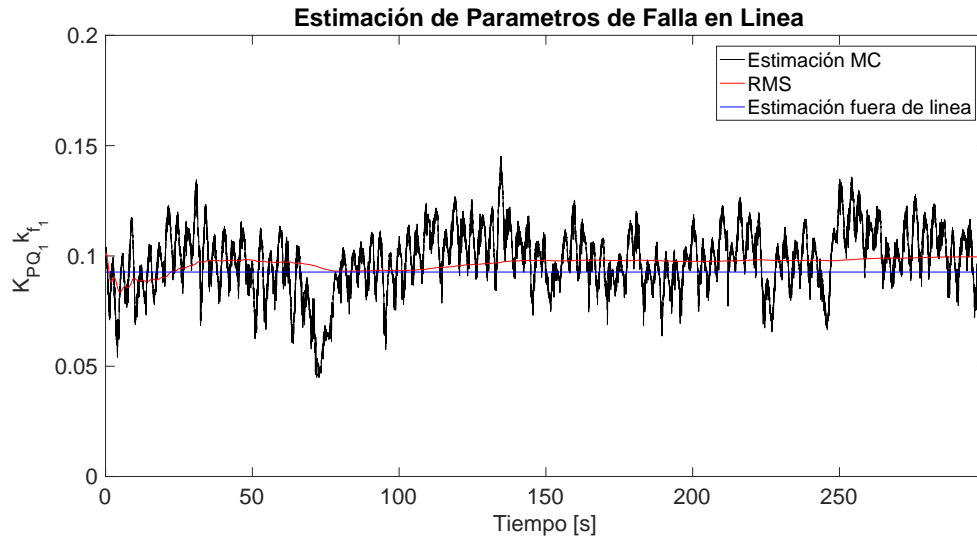


Figura 7.1: Estimación de  $K_{PQ_1} k_{f_1}$  en línea con operación nominal y estimación fuera de línea.

De la misma manera, se estimaron las fallas para cada una de las condiciones y se presentan en la Figura 7.2

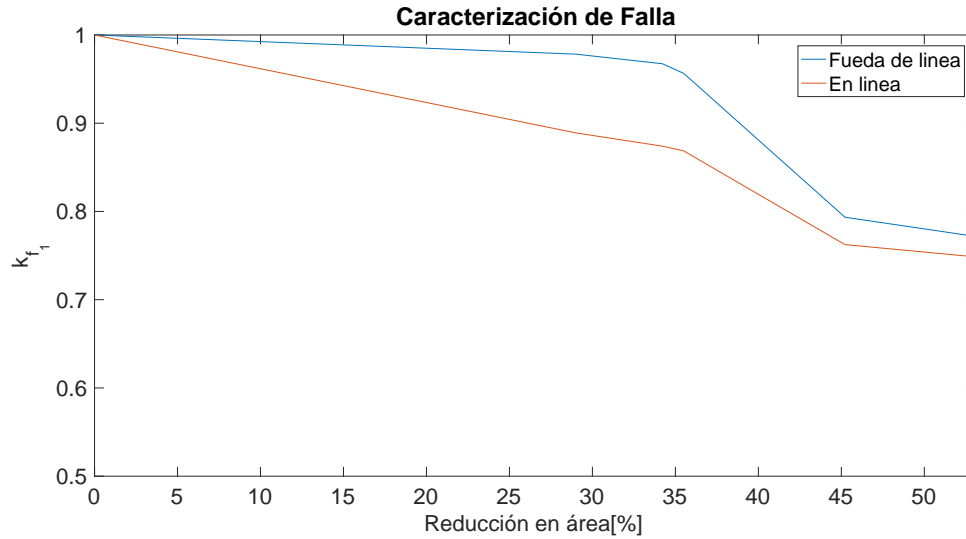


Figura 7.2: Fallas Caracterizadas en línea.

De los resultados obtenidos, se puede concluir que el algoritmo de MRC es capaz de identificar el parámetro de falla en línea, así mismo, que la identificación es muy parecida a la encontrada con la versión fuera de línea. Al comparar las identificaciones con diferentes hélices, se puede apreciar que el parámetro, a pesar de no ser igual, siguen el mismo comportamiento. A continuación se propondrá un esquema de control para la identificación de fallas cuando el Cuadrirrotor se encuentre operando bajo el efecto de una falla.



## CAPÍTULO 8

# ESQUEMA DE CONTROL TOLERANTE A FALLAS EN LÍNEA

---

En este capítulo se aplicó la propuesta utilizada del esquema de control tolerante a fallas utilizado en esta tesis. Dicho esquema tiene como objetivo realizar la identificación y corrección de la falla tipo multiplicativa, sin interrumpir la operación del proceso.

Usando el acomodo de fallas propuesto en la Sección 6 y la detección y estimación de fallas en línea en la Sección 7, se procederá a elaborar el esquema de control tolerante a falla en línea. El diagrama de la Figura 8.1 muestra de manera simplificada el esquema de operación del experimento.

Para poder evaluar el funcionamiento del esquema completo es necesario establecer un experimento con las siguientes características:

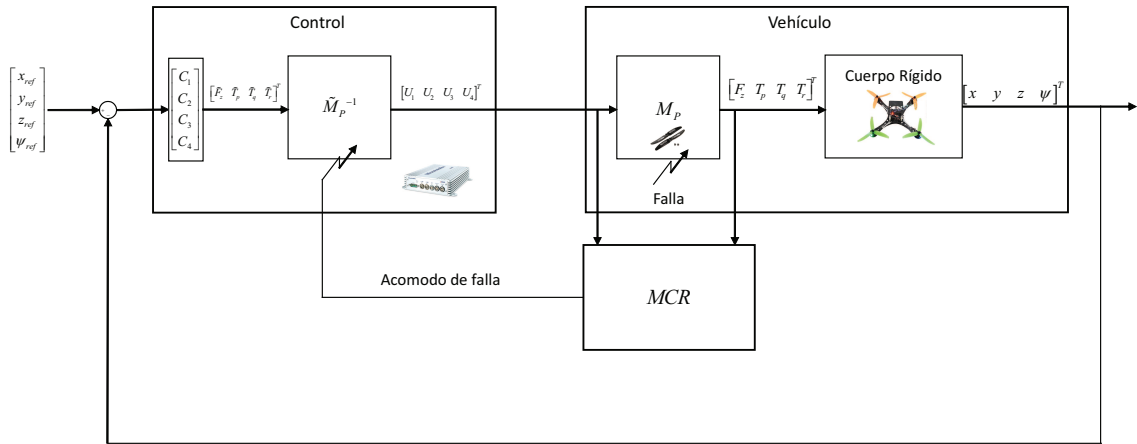


Figura 8.1: Esquema del experimento.

- A) **Sistema en estado estacionario.** Establecer una condición inicial estacionaria. Así mismo, se define como condición inicial que el sistema de detección de falla contempla un nivel ausente de fallas. No obstante el sistema de propulsión inicia con falla, es decir, una condición de detección de falla falsa negativa.
- B) **Perturbación en la entrada.** Para medir el desempeño del sistema ante una perturbación con falla y con el sistema de detección de fallas en un estado de falso negativo.
- C) **Inició de la maniobra de excitación.** Una vez que el sistema se establezca se inicia una etapa de excitación para que el sistema de detección de fallas sea capaz de detectar la misma. En esta etapa se espera que el algoritmo de MC converja a nivel de falla real.
- D) **Terminación de la maniobra de excitación.** Una vez que el sistema de detección de fallas ha tenido la oportunidad de detectar y acomodar la falla se esperara a que este llegue a su punto de operación estacionario.
- E) **Perturbación en la entrada.** Se realiza una segunda prueba de desempeño del sistema para medir el efecto del acomodo de la falla.

Las etapas de este experimento se muestran en la figura 8.2.

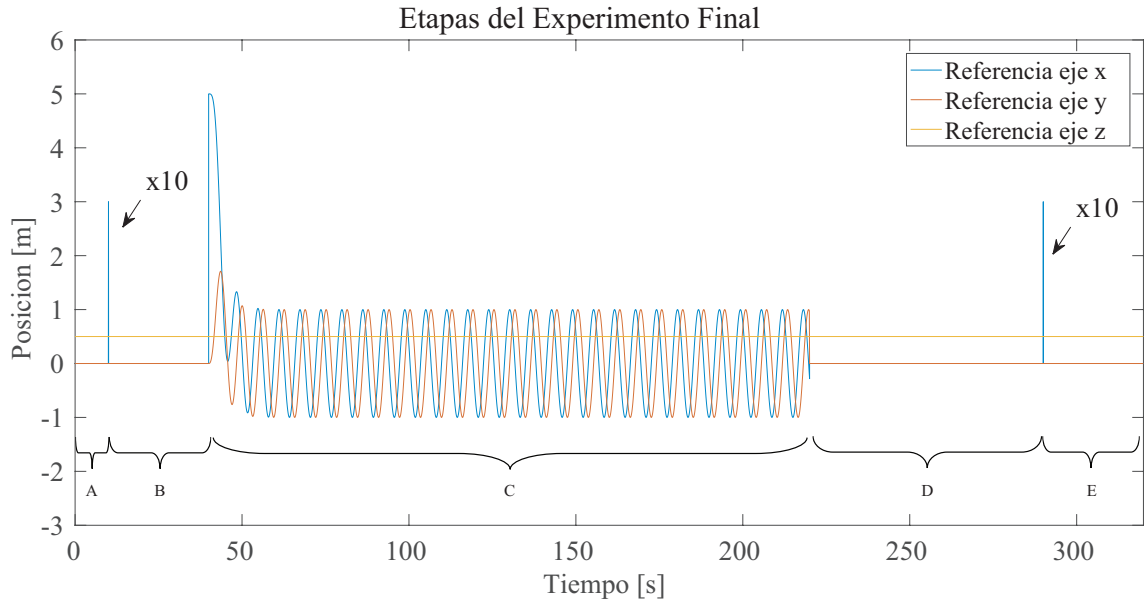


Figura 8.2: Maniobra experimento final.

Una vez implementado, la respuesta obtenida se muestra en la Figura 8.4. A partir de esta figura se pueden hacer las siguientes observaciones:

- A** Al inicio del experimento el sistema se encuentra en un estado de equilibrio, sujeto a un nivel bajo de oscilaciones normales para este tipo de sistemas.
- B** Se induce una perturbación a la entrada de aproximadamente 30cm sobre el eje  $x$  y se espera a que el sistema recupere su estado de equilibrio.
- C** Durante la etapa de excitación, el esquema de control logra seguir las referencias establecidas después de un transitorio inicial, lo cual se puede comprobar en la Figura 8.3 que muestra las señales de error de las variables involucradas. Por otro lado, en la figura 8.5 se observa que el esquema de estimación basado en MC+RMS converge a una estimación con bajo nivel de ruido. Así mismo, es importante notar que durante las etapas en las cuales no se excita suficientemente al sistema, el parámetro estimado por MC no presenta una buena convergencia. Debido a esto, el esquema de MC+RMS sólo se activa durante

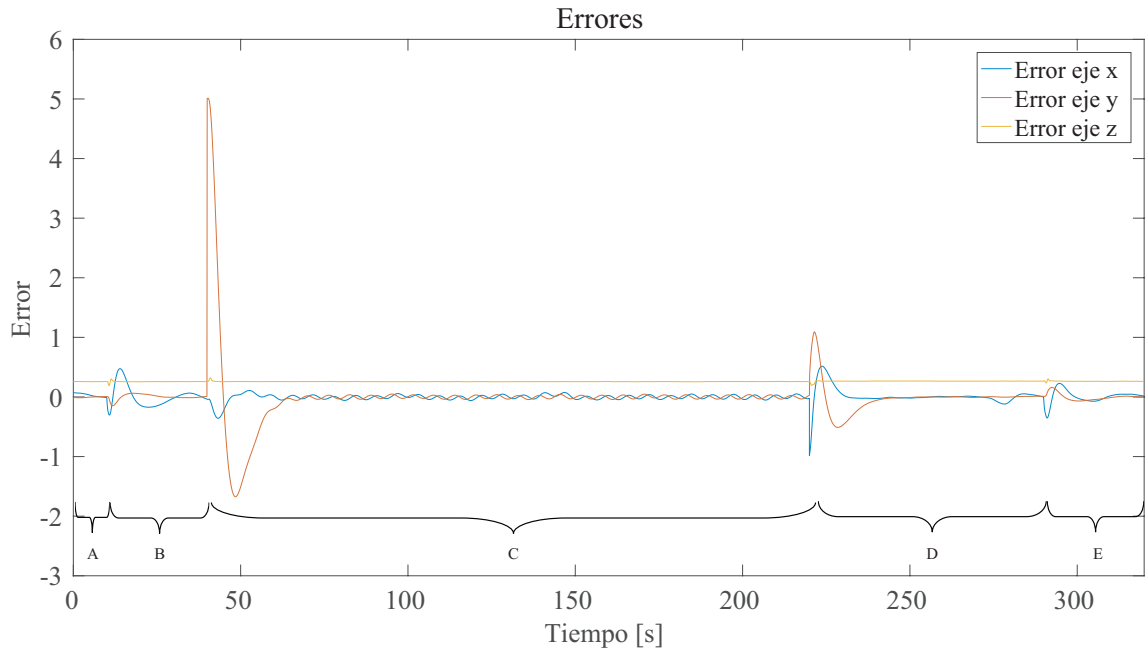


Figura 8.3: Errores con respecto a la referencia.

el periodo de excitación. Esta es una limitación importante del esquema de detección en línea que se ha observado con anterioridad en los esquemas basados en MC.

- D** Una vez se complete el tiempo de excitación, se dejara al sistema regresar a su estado de equilibrio original.
- E** En esta ultima etapa, se repite la perturbación para verificar la respuesta del sistema, y compararla con la que se le hizo antes del acomodo de fallas y verificar si existió una mejora en el mismo.

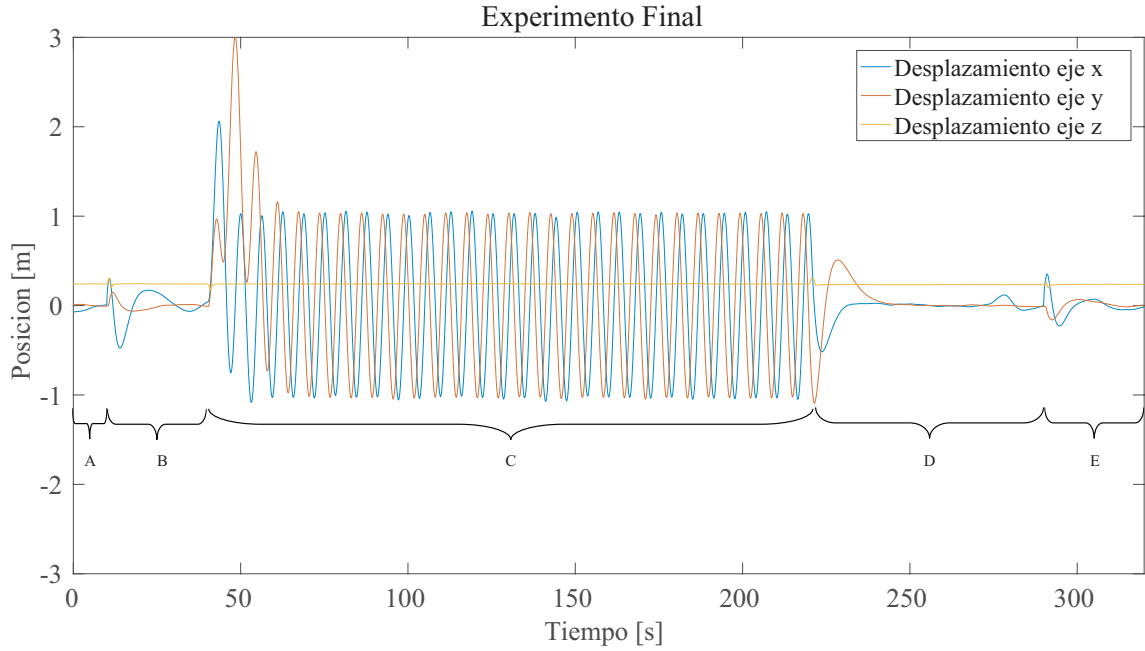


Figura 8.4: Respuestas experimentales utilizando el esquema de detección y acomodo de falla.

Para verificar si existió alguna mejora en el sistema, se hace una comparación entre las respuestas a la perturbación obtenidas antes y después de la detección y aplicación del acomodo de falla en línea, dicha comparación se muestra en la Figura 8.6. También se obtuvo el diagrama de caja, mostrado en la Figura 8.7. En este caso se busca que la variable  $x$  se mantenga lo más cercana posible a cero. Se observa claramente que, después del acomodo de la falla, la distribución de la variable  $x$  se mantiene más cercana a cero. Finalmente, se calculó el ECM de las respuestas mostradas en la figura 8.2, resultando 0.1755 y 0.1082 antes y después del acomodo respectivamente. Esto muestra una mejora del 38.35 % con el acomodo de falla.

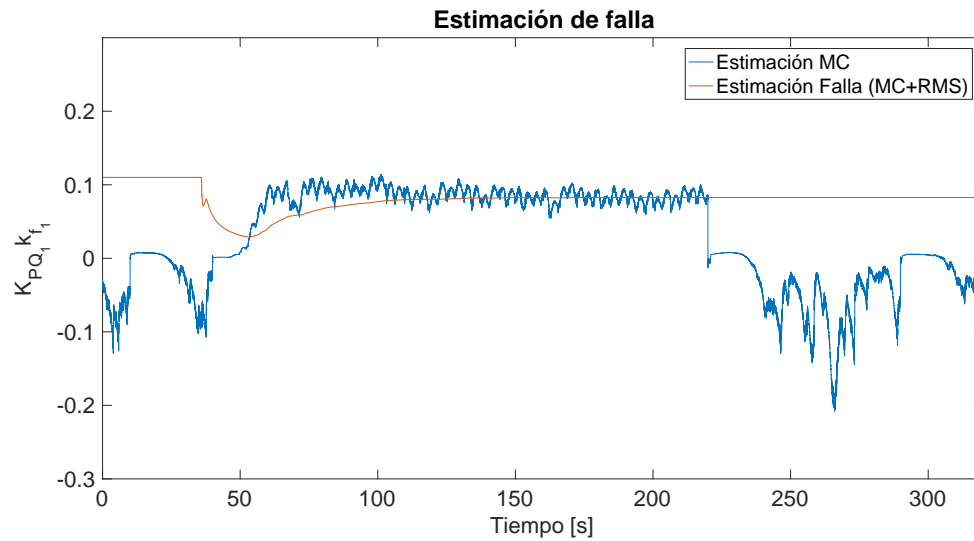


Figura 8.5: Estimación de la falla en el experimento.

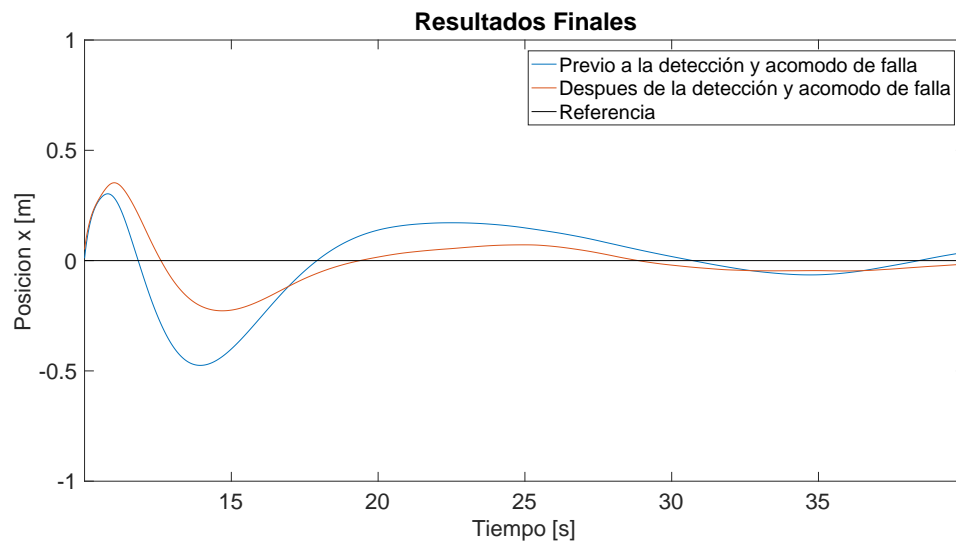


Figura 8.6: Perturbación antes y después del acomodo de fallas en línea.

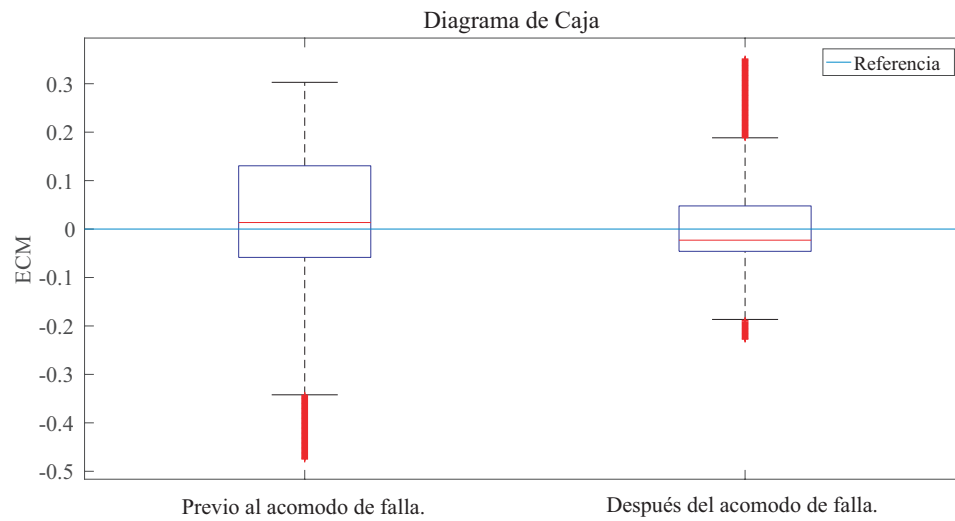


Figura 8.7: Diagrama de caja de los resultados finales.

De los resultados obtenidos se concluye que el esquema de detección y acomodo de fallas tuvo un resultado satisfactorio, ya que fue posible reducir el error una vez acomodada la falla.

## CAPÍTULO 9

# CONCLUSIONES Y TRABAJO FUTURO

---

En esta tesis, se presentó el desarrollo de un algoritmo de control para acomodar fallas comunes encontradas en los sistemas de propulsión de vehículos multirrotores. Los puntos importantes de dicho desarrollo se presentan a continuación.

- Los daños en los sistemas de propulsión relacionados a hélices pueden ser modelados como daño multiplicativo.
- Para el correcto funcionamiento del algoritmo de identificación, es necesario una excitación constante a los sistemas de propulsión.
- El algoritmo basado en MCR multi-variable con filtrado RMS fue suficiente para identificar fallas multiplicativas.
- Se logró una mejora de la respuesta del cuadrirrotor ante perturbaciones utilizando los parámetros de falla estimados en línea y el acomodo de dicha falla utilizando cancelación directa.



## 9.1 TRABAJO FUTURO

Como trabajo futuro, se propone la mejora de los siguientes puntos:

- Mejorar el algoritmo de identificación, para que tenga la capacidad de operar con fallas tipo aditiva.
- Que el algoritmo pueda operar en sistemas que funcionen con los datos obtenidos de computadoras de vuelo y sistemas de medición inercial.
- Utilizar otros algoritmos de estimación que presenten mejores niveles de convergencia o rechazo a ruidos.
- Encontrar un método para adaptar el modelo a cualquier tipo de vehículo multirroto.

# BIBLIOGRAFÍA

---

- [1] BEARD, R. W. y T. W. McLAIN, *Small unmanned aircraft: Theory and practice*, Princeton university press, 2012.
- [2] BLANKE, M., «Consistent design of dependable control systems», *Control Engineering Practice*, **4**(9), págs. 1305–1312, 1996.
- [3] BLANKE, M., R. IZADI-ZAMANABADI, S. A. BØGH y C. P. LUNAU, «Fault-tolerant control systems—a holistic view», *Control Engineering Practice*, **5**(5), págs. 693–702, 1997.
- [4] BLANKE, M., M. STAROSWIECKI y N. E. WU, «Concepts and methods in fault-tolerant control», en *American Control Conference, 2001. Proceedings of the 2001*, tomo 4, IEEE, págs. 2606–2620, 2001.
- [5] BØGH, S., R. IZADI-ZAMANABADI y M. BLANKE, «Onboard supervisor for the ørsted satellite attitude control system», en *Onboard Supervisor for the Ørsted Satellite Attitude Control System*, págs. 137–152, 1995.
- [6] BØGH, S. A., *Fault Tolerant Control Systems: a Development Method and Real-Life Case Study*, Tesis Doctoral, Aalborg Universitetsforlag, 1997.
- [7] BRIÈRE, D., C. FAVRE y P. TRAVERSE, «Electrical flight controls, from Airbus A320/330/340 to future military transport aircraft: A family of fault-tolerant systems», , 2001.
- [8] COVARRUBIAS-FABELA, J. R., «Banco de Pruebas para Caracterización de Sistemas de Propulsión en Mini-Vehículos Aéreos», , 2015.

- [9] DU, G.-X., Q. QUAN, B. YANG y K.-Y. CAI, «Controllability analysis for multirotor helicopter rotor degradation and failure», *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2015.
- [10] GONZÁLEZ-SÁNCHEZ, M. F., «Modelado, Análisis y Control de Cuadrirrotores: Un Enfoque de Control Clásico», , 2014.
- [11] GUPTA, S., P. I. T. MOHANDAS y J. M. CONRAD, «A survey of quadrotor unmanned aerial vehicles», en *Southeastcon, 2012 Proceedings of IEEE*, IEEE, págs. 1–6, 2012.
- [12] HARTER, W. L., «The method of least squares and some alternatives: Part I,II,III,IV,V,VI», *International Statistical Review/Revue Internationale de Statistique*, págs. 147–174, 1974.
- [13] KÖHLER, C., *Enhancing Embedded Systems Simulation*, Springer, 2011.
- [14] KRISHNAN, R., *Permanent magnet synchronous and brushless DC motor drives*, CRC press, 2009.
- [15] LUNZE, J., «Qualitative modelling of linear dynamical systems with quantized state measurements», *automatica*, **30**(3), págs. 417–431, 1994.
- [16] LUNZE, J. y F. SCHILLER, «Logic-based process diagnosis utilising the causal structure of dynamical systems», *Annual Review in Automatic Programming*, **17**, págs. 279–285, 1992.
- [17] NAPOLITANO, M. R., *Aircraft dynamics: From modeling to simulation*, J. Wiley, 2012.
- [18] NEMATI, A., R. KUMAR y M. KUMAR, «Stabilizing and control of tilting-rotor quadcopter in case of a propeller failure», en *ASME 2016 Dynamic systems and control conference. American Society of Mechanical Engineers*, 2016.
- [19] ROLF, I. y M. MARCO, «Identification of Dynamic Systems», *Informe técnico*, ISBN 978-3-540-78878-2, Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2011.

- 
- [20] STENGEL, R. F., *Flight dynamics*, Princeton University Press, 2015.
- [21] ZHANG, Y. y J. JIANG, «Bibliographical review on reconfigurable fault-tolerant control systems», *Annual reviews in control*, **32**(2), págs. 229–252, 2008.

# RESUMEN AUTOBIOGRÁFICO

---

Diego Rivera Ramírez

Candidato para obtener el grado de  
Maestría en Ingeniería Aeronáutica  
con orientación en Dinámica de Vuelo

Universidad Autónoma de Nuevo León  
Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica

Tesis:

IDENTIFICACIÓN DE PARÁMETROS PARA DISEÑO DE  
CONTROLADORES TOLERANTES A FALLAS EN VEHÍCULOS AÉREOS  
NO TRIPULADOS TIPO MULTIRROTOR

Nací en Cadereyta Jiménez, Nuevo León el día 23 de Marzo de 1993, siendo mis padres Julio Cesar Rivera Sánchez y Adalia Ramírez Ramírez. Me gradué como Ingeniero en Aeronáutica en la Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica en Julio del 2015.